

Phương pháp điều khiển thiết bị bay một kênh bằng máy lái rơ le đơn cực

Phạm Công Tư*, Nguyễn Quang Vịnh, Nguyễn Văn Sơn

Viện Tên lửa, Viện Khoa học và Công nghệ quân sự, 17 Hoàng Sâm, Cầu Giấy, Hà Nội, Việt Nam.

*Tác giả liên hệ: congту3107@gmail.com

Nhận bài: 13/8/2024; Hoàn thiện: 08/11/2024; Chấp nhận đăng: 15/11/2024; Xuất bản: 06/12/2024.

DOI: <https://doi.org/10.54939/1859-1043.j.mst.FEE.2024.12-19>

TÓM TẮT

Để điều khiển thiết bị bay trong không gian thường phải sử dụng hai máy lái, một cho kênh tâm và một cho kênh hướng. Tuy nhiên, với thiết bị bay một kênh chỉ sử dụng một máy lái đơn để điều khiển. Bằng việc quay quanh thân một tốc độ ổn định đã cho phép với chỉ một máy lái đơn có thể điều khiển được thiết bị bay đi mọi hướng. Với phương pháp điều khiển thiết bị bay bằng một máy lái rơ le đơn cực sẽ cho phép sử dụng kết cấu đơn giản và tính tác động nhanh của máy lái rơ le nhưng lại giảm được dao động khi thiết bị bay đến gần mục tiêu. Bài báo sẽ phân tích đánh giá phương pháp điều khiển thiết bị bay một kênh sử dụng máy lái rơ le đơn cực. So sánh với trường hợp khi sử dụng máy lái khác để đưa ra những ưu, nhược điểm của phương pháp đề xuất.

Từ khóa: Thiết bị bay một kênh; Máy lái rơ le; Điều khiển một kênh.

1. MỞ ĐẦU

Điều khiển thiết bị bay với một cặp cánh lái tập trung vào việc thay đổi góc của cặp cánh lái để điều chỉnh hướng và độ cao của TBB. Khi cặp cánh lái được điều chỉnh hợp lý, người điều khiển có thể dễ dàng kiểm soát chuyển động của TBB theo phương ngang và phương thẳng đứng. Phương pháp này rất quan trọng trong việc duy trì tính ổn định và điều khiển chính xác các TBB cụ thể. Điều khiển TBB sử dụng một cặp cánh lái là một phương pháp đơn giản, trong đó, TBB chỉ có một bộ phận điều khiển duy nhất để thay đổi hướng hoặc tư thế của TBB. Cặp cánh lái này có thể là cánh lái độ cao hoặc cánh lái hướng, tùy thuộc vào thiết kế của TBB. Trong nước và quốc tế cũng đã có các nghiên cứu về phương pháp điều khiển một kênh sử dụng máy lái rơ le hai cực tính [1, 4, 5], máy lái liên tục [2] nhưng chưa có nghiên cứu đối với máy lái rơ le đơn cực. Bài báo sẽ đưa ra và phân tích đánh giá phương pháp điều khiển thiết bị bay một kênh sử dụng máy lái rơ le đơn cực.

2. MÔ HÌNH CHUYỂN ĐỘNG CỦA THIẾT BỊ BAY MỘT KÊNH

Thiết bị bay một kênh (TBBMK) chỉ là trường hợp riêng của các loại thiết bị bay điều khiển phổ thông. Do vậy, các phương trình động học của nó được xây dựng hoàn toàn dựa trên cơ sở lý thuyết bay đã nghiên cứu khi xét đến đặc điểm riêng của loại thiết bị bay này trong các phương trình điều khiển thiết bị bay xung quanh tâm khối.

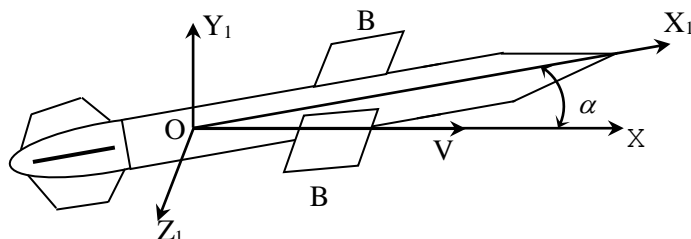
Đối với TBBMK có thể chọn hệ tọa độ liên kết như sau: trục Ox_1 trùng với trục dọc của thiết bị bay một kênh, Oz_1 là trục song song với đường nối hai cơ cấu lái và trục Oy_1 vuông góc với Ox_1 và tạo thành mặt phẳng đối xứng của TBBMK. Như vậy, cặp cánh lái chỉ quay quanh trục song song với trục Oz_1 . Cách điều khiển này có chủ ý tạo ra góc tấn cho TBBMK mà không tạo ra góc trượt cạnh cho nó.

Ta có thể xem xét quan hệ giữa góc tấn α TBB với tác động điều khiển δ_B như khâu dao động, khi đó, phương trình mô tả tương quan giữa lệnh điều khiển δ_B và góc tấn α là [3]:

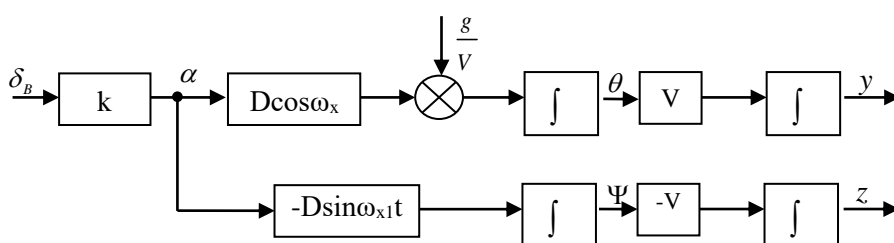
$$\ddot{\alpha} + C_1 \dot{\alpha} + C_2 \alpha = a_{BN} \cdot \delta_B \quad (1)$$

Để nghiên cứu động học bay TBB thông thường sẽ giả thiết các giá trị góc nghiêng quỹ đạo θ , góc hướng quỹ đạo Ψ , góc chúc góc ϑ , góc hướng ψ và góc tấn α có giá trị nhỏ [6]; vận tốc bay

có giá trị không đổi $\omega_{x1} = const$. Sơ đồ mô hình tổng quát mô tả chuyển động tâm khối của thiết bị bay lên xuống và dạt sườn như hình 1 [1].



Hình 1. Dạng thiết bị bay điều khiển một kênh.



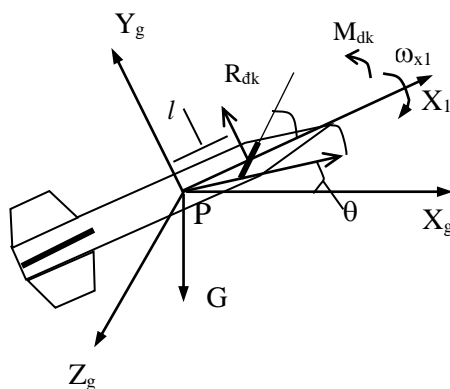
Hình 2. Chuyển động của thiết bị bay một kênh.

Trong đó: $k = a_{BN} / C_2$; $D = \left(P + C_y^\alpha \frac{\rho V^2}{2} S \right) / mV$; α - Góc tấn; C_y^α - Hệ số khí động

TBB có góc tấn; ρ - Hệ số nhớt không khí; P - Lực đẩy động cơ; m - Khối lượng TBB; S - Diện tích thiết diện đặc trưng; V - Vectơ vận tốc tâm khối tên lửa.

3. LỰC VÀ MÔ MEN ĐIỀU KHIỂN CỦA MÁY LÁI RƠ LE ĐƠN CỰC

Để phân tích lực và mô men điều khiển TBBMK, xét chuyển động có điều khiển của thiết bị bay trong không gian.



Hình 3. Lực và mô men điều khiển tác động lên thiết TBBMK.

P - Trọng tâm thiết bị bay; $PX_gY_gZ_g$ - Hệ tọa độ cố định; ω_{x1} - Tốc độ góc quay của thiết bị bay quanh trục dọc; R_{dk} - Lực điều khiển tác động lên cánh lái; M_{dk} - Mô men điều khiển TBB; α - Góc tấn; ϑ - Góc chúc góc vec tơ tốc độ; δ - Góc lệch cánh lái.

Khi chuyển động, thiết bị bay quay quanh trục dọc với tốc độ góc ω_{x1} , mặt phẳng cánh lái

quay theo. Lực khí động R_{dk} tác động lên cánh lái tạo ra mô men \vec{M}_{dk} điều khiển thiết bị bay.

Mọi thời điểm, lực khí động tác động lên cánh lái là: $R_{dk} = c^\delta \frac{\rho V^2 S}{2} \delta(t)$, (2)

Với mặt phẳng cánh lái chỉ quay quanh trục Oz_1 , ta có véc tơ lực khí động lên cánh lái chiếu lên tọa độ liên kết Oy_1z_1 vuông góc với trục Oz_1 . Nếu TBBMK quay theo chiều âm (chiều kim đồng hồ) các lực thành phần được xác định bằng biểu thức sau:

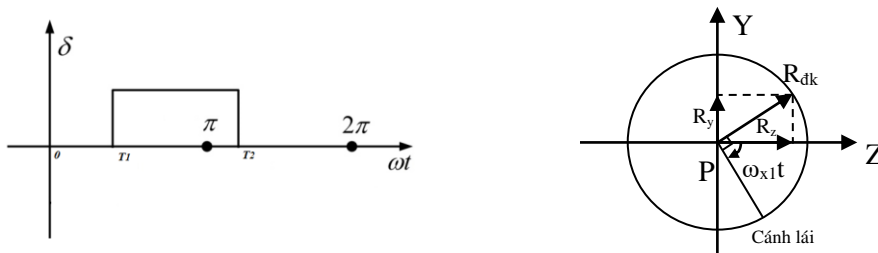
$$\begin{aligned} R_y &= c^\delta \frac{\rho V^2 S}{2} \delta(t) \sin\left(\frac{\pi}{2} - \omega_{x1}t\right) = c^\delta \frac{\rho V^2 S}{2} \delta(t) \cos \omega_{x1}t, \\ R_z &= c^\delta \frac{\rho V^2 S}{2} \delta(t) \cos\left(\frac{\pi}{2} - \omega_{x1}t\right) = c^\delta \frac{\rho V^2 S}{2} \delta(t) \sin \omega_{x1}t, \end{aligned} \quad (3)$$

ở đây: R_y, R_z - Các lực điều khiển thành phần, S - Diện tích cánh lái, ρ - Mật độ không khí, V - Tốc độ thiết bị bay, c^δ - Đạo hàm hệ số lực khí động của cánh lái.

Xét trường hợp cánh lái dạng rơ le, hàm $\delta(t)$ là 1 hàm logic.

$$\text{Tức là } \delta(t) = \begin{cases} \delta_{gh}; iT + T_1 \leq t \leq iT + T_2 \\ 0; iT + T_2 < t < (i+1)T + T_1 \end{cases} \quad (4)$$

T là chu kỳ quay của TBBMK.

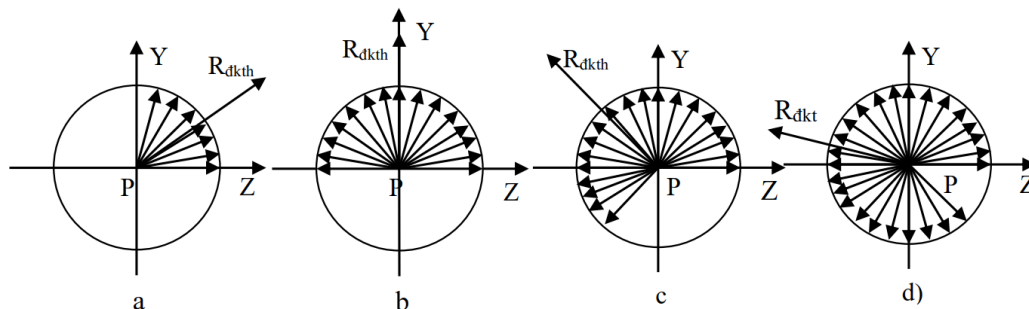


Hình 4. Góc lệch cánh lái và lực điều khiển TBBMK.

1. Xét trường hợp 1: $T_1 = T_2$; Khi này, $\delta(t) = 0$; Theo (3) $R_y = 0, R_z = 0$ nên không có lực điều khiển tác động lên TBBMK.

$$2. \text{ Xét trường hợp 2: } T_1 = 0; T_2 < T; \text{ Khi này, } \delta(t) = \begin{cases} \delta_{gh}; iT \leq t \leq iT + T_2 \\ 0; iT + T_2 < t < (i+1)T \end{cases} \quad (5)$$

Ta sẽ có véc tơ lực điều khiển R_{dk} có giá trị không đổi còn hướng thì thay đổi quay trong theo hướng quay của TBBMK trong góc quay từ 0 đến $\omega_{x1}T_2$ (hình 5).



Hình 5. Lực điều khiển khi cánh lái mở góc giới hạn trong một chu kỳ quay.

Từ hình 5 cho thấy về hướng của véc tơ lực tổng hợp trong một chu kỳ quay của TBBMK chỉ nằm ở phía trên mặt phẳng có bờ là đường thẳng PZ. Để xác định giá trị lớn nhất của lực tổng hợp, ta xét từng kênh điều khiển, với kênh ngang:

$$R_{zth} = c^\delta \frac{\rho V^2 s}{2} \int_0^T \delta(t) \sin \omega_{x1} t = c^\delta \frac{\rho V^2 s}{2} \int_0^{T/2} \delta(t) \sin \omega_{x1} t + c^\delta \frac{\rho V^2 s}{2} \int_{T/2}^T \delta(t) \sin \omega_{x1} t \quad (6)$$

Ta có: $c^\delta \frac{\rho V^2 s}{2} \int_{T/2}^T \delta(t) \sin \omega_{x1} t \leq 0$ nên R_{zth} đạt giá trị lớn nhất là:

$$R_{zthmax} = c^\delta \frac{\rho V^2 s}{2} \int_0^{T/2} \delta(t) \sin \omega_{x1} t$$

Với kênh đứng: $R_{yth} = c^\delta \frac{\rho V^2 s}{2} \int_0^T \delta(t) \cos \omega_{x1} t$

$$R_{yth} = c^\delta \frac{\rho V^2 s}{2} \int_0^{T/4} \delta(t) \sin \omega_{x1} t + c^\delta \frac{\rho V^2 s}{2} \int_{T/4}^{3T/4} \delta(t) \sin \omega_{x1} t c^\delta + \frac{\rho V^2 s}{2} \int_{3T/4}^T \delta(t) \sin \omega_{x1} t, \quad (7)$$

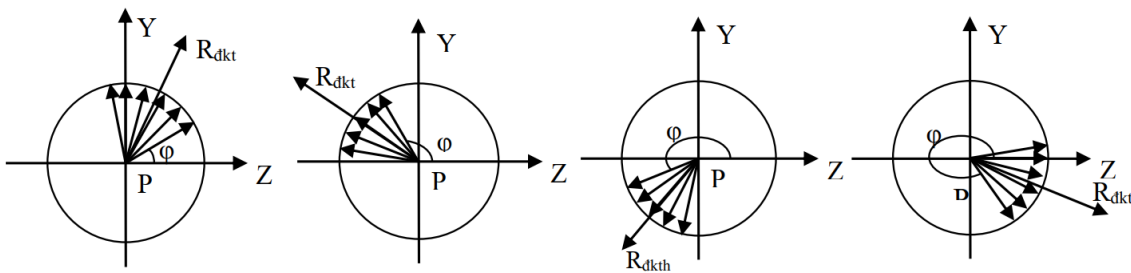
Ta có: $c^\delta \frac{\rho V^2 s}{2} \int_{T/4}^{3T/4} \delta(t) \cos \omega_{x1} t \leq 0$ nên R_{yth} đạt giá trị lớn nhất là:

$$R_{ythmax} = c^\delta \frac{\rho V^2 s}{2} \int_0^{T/4} \delta(t) \cos \omega_{x1} t + c^\delta \frac{\rho V^2 s}{2} \int_{3T/4}^T \delta(t) \cos \omega_{x1} t = c^\delta \frac{\rho V^2 s}{2} \int_{-T/4}^{T/4} \delta(t) \cos \omega_{x1} t$$

Như vậy, giá trị lực tổng hợp cả theo kênh đứng và kênh ngang đều đạt mức lớn nhất trong một nửa chu kỳ quay TBBMK.

3. Xét trường hợp tổng quát: $0 \leq T_1 \leq T_2 \leq T_1 + T/2$; $\delta(t) = \begin{cases} \delta_{gh}; iT + T_1 \leq t \leq iT + T_2 \\ 0; iT + T_2 < t < (i+1)T + T_1 \end{cases} \quad (8)$

Biểu đồ lực điều khiển được thể hiện trên hình 6. Trong đó, $\varphi = \frac{\pi}{2} - \omega_{x1} T_1$



Hình 6. Lực điều khiển tổng hợp với các góc φ khác nhau.

Bằng việc thay đổi góc pha φ từ 0 đến 2π cho phép thay đổi hướng lực điều khiển tổng hợp TBBMK từ 0 đến 2π (hình 6). Lực điều khiển tổng hợp có giá trị R_{dkth} ; góc pha lực điều khiển

$$\varphi_{th} = \varphi + \frac{\omega_{x1} (T_2 - T_1)}{2} = \varphi + \frac{\varphi_\tau}{2}, \text{ thật vậy:}$$

Giả sử góc pha của lực điều khiển là $\varphi_{th} = \varphi + \frac{\varphi_\tau}{2}$ thì với mỗi R_{dkj} được phân tích thành hai thành phần: Thành phần tiếp tuyến R_{dkthj} chiếu trên véc tơ R_{dkth} và thành phần pháp tuyến R_{dkvj}

chiều lên véc tơ pháp tuyến R_{dkvth} vuông góc với véc tơ R_{dkth} (hình 7). Khi này ta có:

$$R_{dkth} = R_{dk} \int_{\frac{1}{2}\varphi_r}^0 \cos \varphi_{dk} + R_{dk} \int_0^{\frac{1}{2}\varphi_r} \cos \varphi_{dk} = 2R_{dk} \int_{\frac{1}{2}\varphi_r}^0 \cos \varphi_{dk} = 2R_{dk} \int_{\varphi}^{\varphi + \frac{1}{2}\varphi_r} \cos(\frac{\pi}{2} - \varphi_j)$$

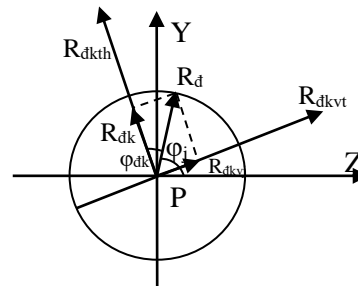
$$R_{dkth} = 2R_{dk} \int_{\varphi}^{\varphi + \frac{1}{2}\varphi_r} \sin \varphi_j = 2R_{dk} \int_0^{\frac{1}{2}\varphi_r} \sin \varphi_j = 2R_{dk} (-\cos \varphi_j) \Big|_0^{\frac{1}{2}\varphi_r} = 2R_{dk} (1 - \cos \frac{\varphi_r}{2}) \quad (9)$$

$$R_{dkvth} = c^\delta \frac{\rho V^2 s}{2} \int_{\frac{1}{2}\varphi_r}^0 \delta_{gh} \sin \varphi_{dk} - c^\delta \frac{\rho V^2 s}{2} \int_0^{\frac{1}{2}\varphi_r} \delta_{gh} \sin \varphi_{dk} = 0 \quad (10)$$

Như vậy, tổng hợp thành phần lực điều khiển pháp tuyến có giá trị bằng 0 và chỉ còn thành phần lực tổng hợp lực điều khiển tiếp tuyến R_{dkth} có giá trị tính theo công thức (9) và có góc pha là:

$$\varphi_{th} = \varphi + \frac{\varphi_r}{2} = (\frac{\pi}{2} - \omega_{x1} T_1) + \omega_{x1} \frac{T_2 - T_1}{2} = \frac{1}{2} (\pi - \omega_{x1} (T_2 + T_1)).$$

Từ kết quả khảo sát trên so sánh với phương pháp điều khiển sử dụng máy lái rơ le hai cực tính và máy lái liên tục [2] được tổng hợp lại trong bảng 1 cho thấy phương pháp điều khiển bằng máy lái rơ le đơn cực đã kết hợp được những ưu của hai phương pháp điều khiển kia.



Hình 7. Các thành phần của lực điều khiển tổng quát.

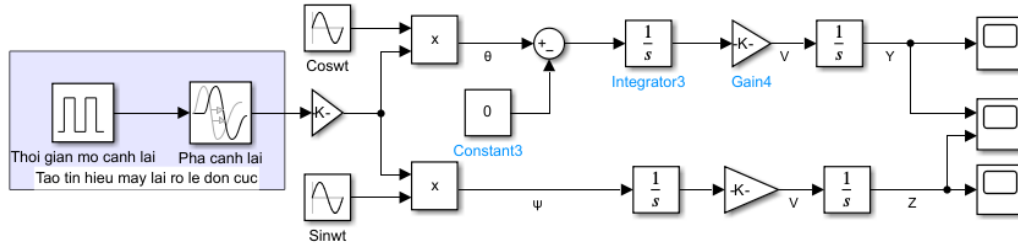
Bảng 1. So sánh các phương pháp điều khiển TBBMK.

Phương pháp Đặc tính	Điều khiển bằng máy lái rơ le 2 cực tính	Điều khiển bằng máy lái chuyển động liên tục	Điều khiển bằng máy lái rơ le đơn cực
Phương pháp thay đổi hướng vectơ lực pháp tuyến	Kết hợp việc chuyển góc mở cánh lái ở góc $+\delta_{gh}$ và $-\delta_{gh}$ với góc quay quanh trục dọc tên lửa [2].	Thay đổi góc pha của hàm điều hòa mở cánh lái [2].	Thay đổi góc pha mở cánh lái $+\delta_{gh}$ ban đầu.
Phương pháp thay đổi độ lớn vectơ lực pháp tuyến	- Dùng tín hiệu tuyến tính kết hợp với thời điểm mở cánh lái ở $+\delta_{gh}$ và $-\delta_{gh}$ để thay đổi độ lớn véc tơ pháp tuyến trung bình một chu kỳ từ $0-F_{max}$ [2]; - Không tạo được vectơ lực pháp tuyến tức thời bằng không dẫn đến độ trượt TBB không tiến được về không, TBB luôn dao động kể cả khi không đổi hướng tạo thành quỹ đạo hình xoắn ốc [2]. - Cánh lái chỉ ở hai trạng thái $+\delta_{gh}$ và $-\delta_{gh}$ nên có kết cấu đơn giản, độ trễ nhỏ và tiêu thụ điện ít [2].	- Thay đổi biên độ góc mở δ theo hàm tuần hoàn có tần số bằng tần số quay của quả đạn [2]; - Tạo được vectơ lực pháp tuyến tức thời bằng không nên độ trượt thiết bị bay có thể bằng không và loại bỏ dao động khi TBB không đổi hướng giúp tiết kiệm nhiên liệu. [2]. - Phải dùng cơ cấu máy lái động cơ điện có công suất lớn với cấu tạo phức tạp và tốn điện năng.	- Thay đổi thời gian mở cánh lái ở $+\delta_{gh}$ để thay đổi độ lớn véc tơ pháp tuyến trung bình một chu kỳ từ $0-F_{max}$; - Tạo được vectơ lực pháp tuyến tức thời bằng không nên độ trượt thiết bị bay có thể bằng không và loại bỏ dao động khi TBB không đổi hướng giúp tiết kiệm nhiên liệu. - Cánh lái chỉ ở hai trạng thái $+\delta_{gh}$ và 0 nên có kết cấu đơn giản, độ trễ nhỏ và tiêu thụ điện ít.
Phương pháp lập	- Tuyến tính hóa tín hiệu sai	- Không phải dùng tín hiệu	- Không phải dùng tín

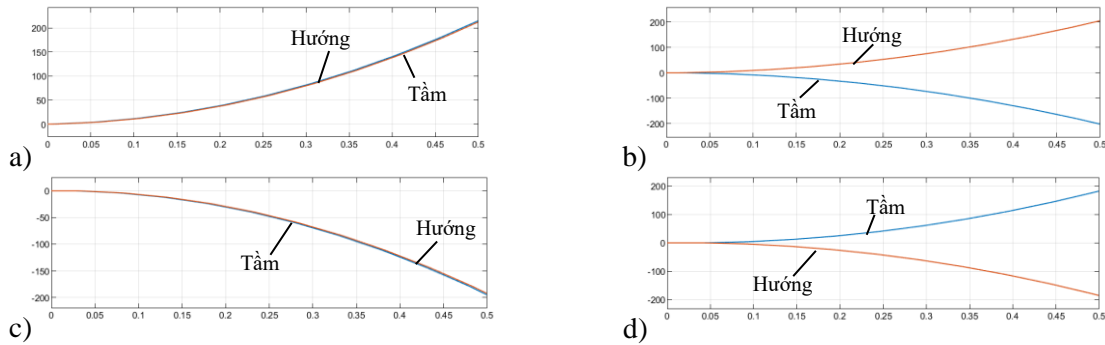
lệnh điều khiển	số để lập lệnh điều khiển bằng tín hiệu tuyến tính có tần số gấp đôi tần số quanh của quả đạn [2].	tuyến tính nên giúp đơn giản hóa làm tăng độ tin cậy [2].	hiệu tuyến tính nên giúp đơn giản hóa làm tăng độ tin cậy.
-----------------	--	---	--

4. KHẢO SÁT ĐÁNH GIÁ ĐIỀU KHIỂN TBBMK BẰNG MÁY LÁI RƠ LE ĐƠN CỰC

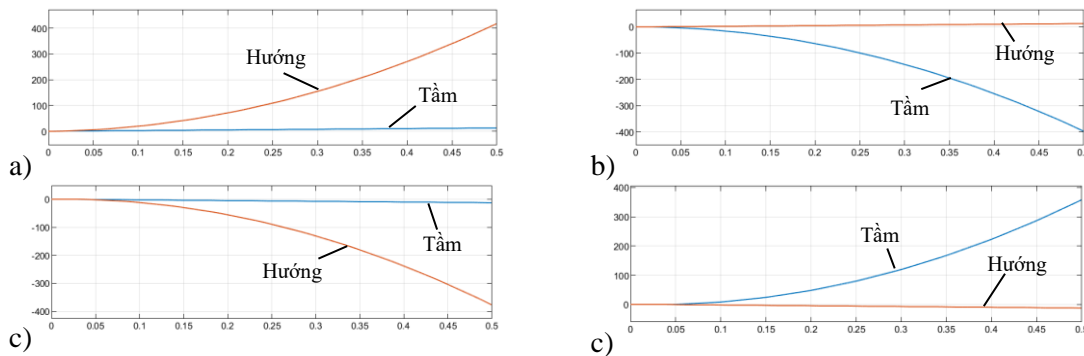
Từ những phân tích ở trên, xây dựng mô hình khảo sát đánh giá điều khiển TBBMK bằng máy lái rơ le đơn cực ta áp dụng trên mô hình TBBMK cơ bản có khối lượng ban đầu $m_0 = 10$ kg. TBBMK bay đã đạt vận tốc ổn định $V = 500$ m/s và vận tốc quay quanh thân $\omega_{x1} = 20$ v/s. Các hệ số khí động học của TBBMK được tính sơ bộ theo các phương pháp gần đúng của khí động học với dây cung khí động trung bình $b_a = 0.1$ m, diện tích cánh $S_c = 0,01$ m² và đường kính $D = 0,07$ m. Các mô men quán tính sẽ là $J_{x1} = 0,007$ kg.m² và $J_{y1} = J_{z1} = 2$ kg.m². Sơ đồ mô phỏng chuyển động TBBMK được xây dựng trên mô hình matlab simulink như hình 8. Kết quả mô phỏng thu được thể hiện tại hình 9, 10 và 11 lần lượt cho các trường hợp thời gian mở cánh lái bằng một phần tư chu kỳ, bằng một nửa chu kỳ và bằng ba phần tư chu kỳ. Trong trường hợp a) là góc pha ban đầu mở cánh lái bằng không (cánh lái trùng với mặt phẳng ngang và góc mở cánh lái tạo lực mô men dương); trường hợp b), c) và d) lần lượt tương ứng với góc pha ban đầu bằng $-\pi/2$; $-\pi$; và $-3\pi/4$.



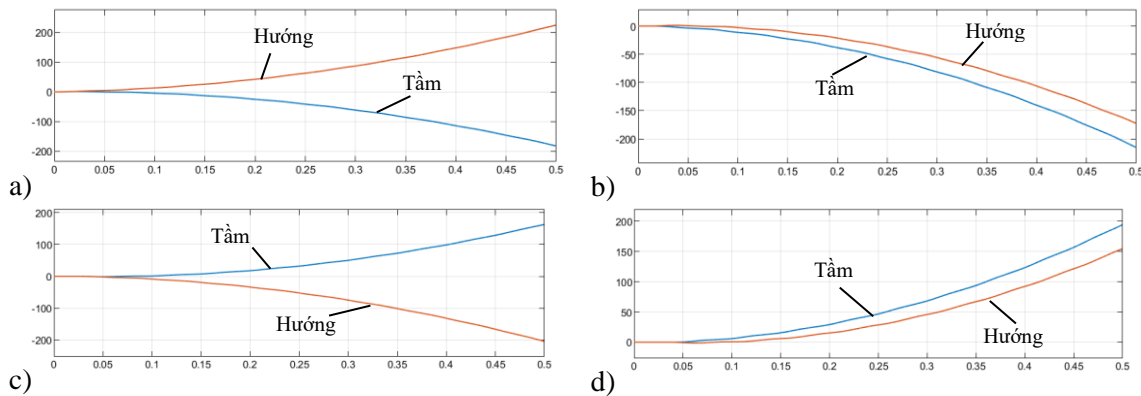
Hình 8. Mô phỏng chuyển động của TBBMK bằng Matlab Simulink.



Hình 9. Tọa độ TBB khi thời gian mở cánh lái bằng 1/4 chu kỳ quay.



Hình 10. Tọa độ TBB khi thời gian mở cánh lái bằng nửa chu kỳ quay.



Hình 11. Tọa độ TBB khi thời gian mở cánh lái bằng ba phần tư chu kỳ quay.

Kết quả mô phỏng thu được cho thấy sử dụng máy lái rơ le đơn cực điều khiển được TBBMK theo cả kênh tâm và kênh hướng cả về mức độ và chiều. Bằng việc thay đổi thời gian mở cánh lái trong một chu kỳ quay cho phép thay đổi độ lớn của mô men điều khiển tác động lên TBBMK làm thay đổi độ lệch về hướng và tâm của TBB. Độ lớn của mô men điều khiển đạt được giá trị lớn nhất khi thời gian cánh lái bằng một nửa chu kỳ quay của TBBMK. Bằng việc thay đổi thời điểm (pha) cho phép thay đổi hướng TBBMK đối với cả kênh tâm và kênh hướng.

5. KẾT LUẬN

Bài báo đã phân tích quá trình tạo lệnh và mô men điều khiển TBBMK. Xây dựng các biểu thức toán học mô tả lực điều khiển của TBBMK cho máy lái rơ le đơn cực. Mô phỏng đánh giá phương pháp điều khiển ứng dụng máy lái rơ le đơn cực. So với phương pháp điều khiển máy lái rơ le hai cực (có hai vị trí là $+\delta_{gh}$ và $-\delta_{gh}$) thì phương pháp này không phải sử dụng tín hiệu tuyến tính hóa và có thể tạo mô men điều khiển tức thời bằng không trong cả chu kỳ tên lửa quay. Kết quả khảo sát đã thể hiện tính đúng đắn của phương pháp nghiên cứu. Trên cơ sở kết quả nghiên cứu đó sẽ tiến hành nghiên cứu đánh giá tính tác động nhanh, tính ổn định khi ứng dụng máy lái rơ le đơn cực để có thể phát triển ứng dụng thiết kế chế tạo hệ thống điều khiển cho TBBMK trong thực tế.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1]. Trần Đức Thuận, Nguyễn Hải Long, Đỗ Hoàng Chính, Phan Văn Từ, Nguyễn Sỹ Long, Nguyễn Văn Sơn, “Xây dựng mô hình và phương pháp xác định tham số cho hệ thống điều khiển TBB một kênh”, Tạp chí NCKHKT&CN của TT KHKT&CNQS, số 13, (2005).
- [2]. Phan Văn Từ, “Xây dựng phương pháp và thuật toán điều khiển cho thiết bị bay một kênh”, Luận án tiến sỹ, (2010).
- [3]. Trần Đức Thuận, Đào Tuấn, Phan Văn Từ, Nguyễn Hồng Quân, “Xây dựng mô hình mô tả quá trình điều khiển và khảo sát lệnh điều khiển TBBMK” Tạp chí NCKHKT&CN của Trung tâm KHKT&CNQS, số 16, (2006).
- [4]. Chelaru, T.-V.; Constantinescu, C.E.; Pană, V.; Ene, C.; Chelaru, A. “Stability of Single-Channel Homing Rolling Aerospace Vehicle”. Aerospace, 11, 660, (2024).
- [5]. Suiçmez, E.C.; Kutay, A.T., “Single channel digital controller design for a high spinning rate rolling airframe missile”, Aeronautical Journal, vol. 126, no. 1305, pp. 1815-1833, (2022).
- [6]. Пупков. К. А., “Егупов Н.Д. Высокоточные системы самонаведения”, Изд-во: Москва Физматлит, ISBN-13: 978-5922113113, (2011).

ABSTRACT

Method of control of single channel aircraft by unipole relay steering gear

To control an aircraft in space, aircraft usually have to use two steering gears, one for the range channel and one for the direction channel. However, with a single-channel aircraft, only a single steering gear is used for control. By rotating around the body at a stable speed, it is possible to control the aircraft in all directions with only a single steering. With the method of controlling the aircraft using a unipole relay steering, it will allow the use of a simple structure and the fast action of the relay steering, but reduce oscillations when the aircraft approaches the target. The article will analyze and evaluate the method of controlling a single-channel aircraft using a unipole relay steering gear. Compare it with the case when using other steering to give the advantages and disadvantages of the proposed method.

Keywords: Single-channel control; Single-channel aircraft; Relay steering gear.